文章编号:1000-4939(2022)06-1022-08

民用飞机襟翼抗轮胎碎片冲击研究

施萌[1],吴志斌[1,2],刘富[3]

(1. 上海飞机设计研究院,201210 上海;2. 西北工业大学航空学院,710072 西安;
3. 上海第二工业大学智能制造与控制工程学院,201209 上海)

摘　要:基于平板试验数据和数值模拟方法研究民用飞机内襟翼结构的抗轮胎碎片冲击性能。通过材料力学性能试验拟合得到某型轮胎碎片橡胶材料的 Ogden 本构模型。利用 PAM-CRASH 软件进行了铝合金矩形平板的轮胎碎片冲击数值模拟,通过与试验对比,确认并验证了数值模型的合理性和可靠性。根据适航要求和工程算法确定了民机内襟翼结构承受轮胎碎片冲击的最严酷工况,基于验证后的轮胎碎片冲击结构数值分析方法开展了内襟翼结构严酷工况下的动力学分析,获得了内襟翼结构受轮胎碎片冲击后的损伤状况以及关键接头的载荷。研究结果可用于指导民用飞机结构抗轮胎碎片冲击设计。

关键词:襟翼;轮胎碎片;损伤;冲击;数值模拟

中图分类号:O347　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2022.06.003

Study of tire debris impact on civil aircraft flap

SHI Meng[1], WU Zhibin[1,2], LIU Fu[3]

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, 201210 Shanghai, China;
2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China;
3. School of Intelligent Manufacturing and Control Engineering,
Shanghai Polytechnic University, 201209 Shanghai, China)

Abstract: Based on the plate test data and numerical simulation method, the anti tire debris impact performance of civil aircraft inner flap structure is studied. The Ogden constitutive model of rubber material was fitted by mechanical test. The numerical simulation of tire debris impacting an aluminum alloy rectangular plate was carried out by using PAM-CRASH software. By comparing the calculation and test results, the rationality and reliability of the numerical model was validated. According to the airworthiness requirements and engineering algorithm, the severest case of the civil aircraft inner flap subjected to the tire debris impacting was determined, and the dynamic analysis of the inner flap structure under the case was performed based on the verified numerical method of tire debris impacting structure. The damage of the inner flaps and the load of the key joints were obtained. The study results can provide a guidance for the design of civil aircraft structures under tire debris impacting.

Key words: flap; tire debris; damage; impact; numerical simulation

收稿日期:2022-04-20　　**修回日期**:2022-05-31
通信作者:刘富。E-mail:liufu@sspu.edu.cn
引用格式:施萌,吴志斌,刘富. 民用飞机襟翼抗轮胎碎片冲击研究[J]. 应用力学学报,2022,39(6):1022-1029.
SHI Meng, WU Zhibin, LIU Fu. Study of tire debris impact on civil aircraft flap[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(6):1022-1029.

在飞机起飞和着陆过程中，航空轮胎极易出现 4 种爆破失效模式，分别为轮胎碎片冲击、甩胎、空气喷流压力以及轮缘碎片冲击。轮胎爆破产生的强大气流、碎片可能撞击到飞机结构，如机身、起落架及机翼等，从而导致结构失效乃至破坏，给飞机飞行安全带来极大威胁，造成重大的安全隐患[1-5]。

轮胎碎片冲击作为飞机轮胎爆破的一种主要失效模式，国内外相关学者和工程技术人员对此开展了相关研究。Karagiozova 等[6]基于显式动力学分析方法进行了大尺寸轮胎碎片冲击飞机油箱口盖的数值模拟，并通过试验进行了验证。张元卿等[7]基于适航条款要求，对轮胎碎片撞击口盖开展了分析与试验对比，基于对比结果筛选出满足条款要求的口盖方案。姚世乐等[8]研究了航空铝合金薄板受轮胎碎片撞击后的动态响应与冲击角度和速度的关系，并通过有限元方法对比了两种材料飞机壁板受大尺寸轮胎碎片冲击后动态响应，筛选得到较优结构[9]。张帆等[10]采用动网格和用户自定义函数相结合的方法，展开内压释放作用下的轮胎爆破碎片速度动力响应特性的数值模拟研究。目前，针对飞机结构的轮胎碎片冲击研究仍然较少，且研究对象基本集中在简单的平板结构。襟翼结构属于飞机的增升装置，当其遭受到轮胎爆破产生的碎片冲击，结构可能会丧失功能，因此研究飞机襟翼结构抗轮胎碎片冲击能力对于飞机飞行安全具有重大意义。

本研究首先通过橡胶材料的单轴拉伸试验拟合得到材料的 Ogden 模型；随后基于 PAM-CRASH 软件进行铝合金矩形平板的轮胎碎片冲击数值模拟，通过与试验对比，验证数值分析方法的合理性和可靠性；最后建立大尺寸轮胎碎片撞击飞机内襟翼结构的有限元模型，获得内襟翼结构的动态响应。本研究方法、流程及研究结果可用于指导民机结构的抗轮胎碎片冲击设计。

1　橡胶材料本构模型

轮胎碎片的主要材料为橡胶，具有明显的超弹性力学特性。目前描述橡胶本构的模型主要有 Mooney-Rivlin 模型[11]、Ogden 模型[12]和 Yeoh 模型[13]等。飞机轮胎碎片高速冲击过程中，橡胶会产生大的变形，对于较大应变，Ogden 模型的适应性更好[14]，因此本研究的橡胶本构采用 Ogden 模型，Ogden模型应变能密度函数定义为

$$W = \sum_{k=1}^{N} \mu_k \left[\frac{\lambda_1^{\alpha_k} + \lambda_2^{\alpha_k} + \lambda_3^{\alpha_k} - 3}{\alpha_k} - \ln(J) \right] + \frac{1}{2\alpha} G^2(J) \tag{1}$$

其中：J 为变形前后体积之比；λ_i 为主要伸长量；α_i 为材料常量；μ_i 为函数中的项数，且

$$G(J) = J^2 - 1 \tag{2}$$

$$\frac{4}{\alpha} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^{N} \mu_k \alpha_k \left[\frac{1 + 4\nu}{2(1 - 2\nu)} \right] \tag{3}$$

其中 ν 为泊松比。

采用单轴拉伸试验数据拟合应变能函数，对应的上述公式中的数据分别为

$$\lambda_1 = \lambda_{\text{uniaxial}} = 1 + \varepsilon_{\text{uniaxial}} \tag{4}$$

$$\lambda_2 = \lambda_3 = \frac{1}{\sqrt{\lambda_{\text{uniaxial}}}} \tag{5}$$

其中：λ_i 为名义主应变，假设材料不可压缩，则 $J = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 = 1$。

为了模拟橡胶高速冲击力学状态，通过霍普金森拉杆开展飞机轮胎碎片橡胶材料的单轴拉伸试验，应变率为 2 600 s^{-1}，基于试验数据利用上述公式拟合后得到的橡胶材料应力-应变曲线如图 1 所示。

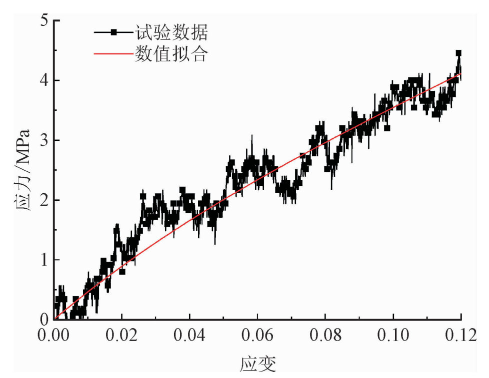


图 1　橡胶材料应力-应变试验曲线拟合

Fig. 1　Fit of the stress-strain test curve for rubber

基于式(1)～(5)，最终得到橡胶的 Ogden 模型参数，如表 1 所示。

表 1　橡胶材料 Ogden 模型参数

Tab. 1　Ogden parameters of rubber

N	μ_1/GPa	α_1	μ_2/GPa	α_2	v
2	−0.000 26	−11.67	−0.001 118	−11.67	0.495

2　轮胎碎片冲击试验及数值模拟

飞机轮胎碎片冲击襟翼结构属于发生在毫秒量级内的瞬态冲击现象，开展一次试验需要耗费较为

高昂的试验费用,在适航试验开展前,可以采用数值分析方法来验证襟翼结构的抗冲击能力。为了验证数值分析方法的准确性,开展铝合金矩形平板的轮胎碎片冲击试验和数值模拟。

2.1 轮胎碎片冲击平板试验

图 2 为轮胎碎片冲击铝合金矩形平板试验图。轮胎碎片和弹托约束在一起,弹托置于空气炮中,通过压力释放从炮管中飞出,对应示意图如图 3 所示。轮胎碎片尺寸图如图 4 所示,截面为边长 350 mm 的正方形,碎片厚度为 16.2 mm,质量为 2.3 kg。

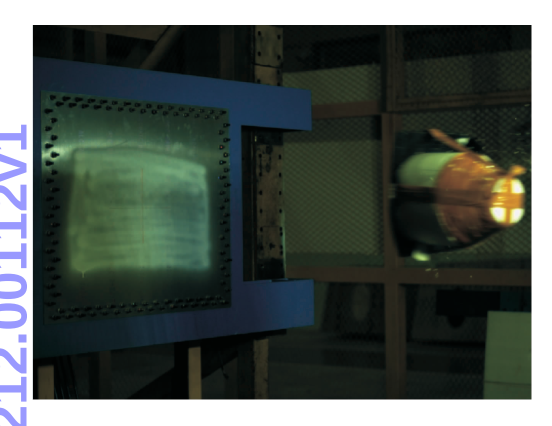


图 2 轮胎碎片冲击铝合金平板试验图

Fig. 2 Test of tire debris impact on an aluminum alloy plate

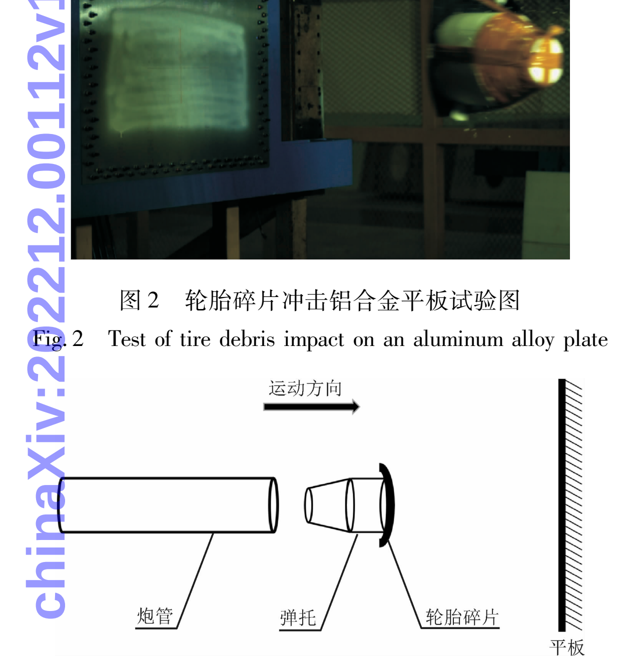


图 3 轮胎碎片冲击铝合金平板示意图

Fig. 3 Schematic diagram of tire debris impact on an aluminum alloy plate

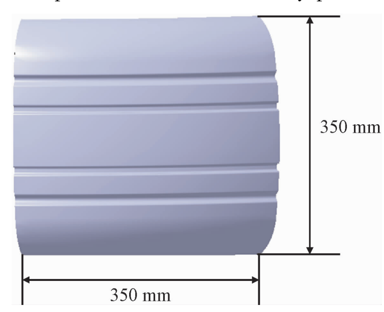


图 4 轮胎碎片试验件尺寸示意图

Fig. 4 Schematic diagram of tire debris dimensions

轮胎碎片以 76.07 m/s 的速度垂直冲击到平板上,碎片中心和平板中心重合,碎片与水平面夹角为 10°。利用泡沫弹托稳定碎片姿态,弹托重 0.5 kg,弹托直径 290 mm,高度 360 mm。铝合金平板长 1 000 mm,宽 800 mm,厚 2.54 mm,材料牌号为 2024-T351。平板四周通过两排螺钉夹持,上下约束尺寸 64 mm,左右约束尺寸 82 mm。在试验件背面 3 个位置布置了应变片,#1 应变片为 90°方向,#2 为 0°方向,#3 为 45°方向,其中#3 和#1 左右位置对称。图 5 显示了矩形平板试验件的尺寸、应变测试点位置以及轮胎碎片冲击位置。

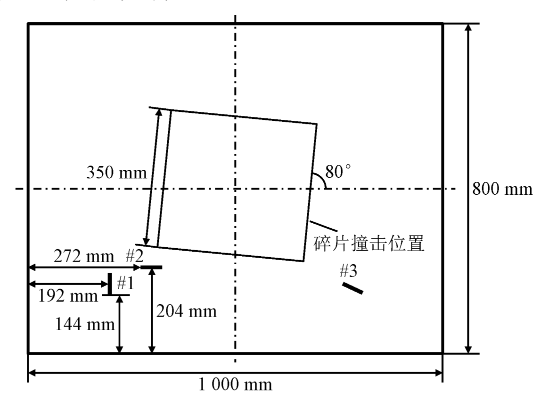


图 5 铝合金平板尺寸及应变片布置示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the aluminum alloy plate dimensions and the strain gauges location

2.2 数值模拟

利用 PAM-CRASH 软件建立铝合金平板碎片冲击的有限元模型。碎片和弹托均采用 Solid 单元离散,金属平板划分为 Belytschko-Tsay 壳单元。泡沫弹托和轮胎碎片之间通过 Tied 单元连接,对平板四周两排螺钉夹持处进行固定约束。单元尺寸及数量如表 2 所示。

表 2 有限元模型网格参数

Tab. 2 Mesh parameters of finite element model

结构	单元种类	单元尺寸/mm	数量
轮胎碎片	Solid	10	3 640
泡沫弹托	Solid	20	6 094
铝合金平板	Shell	10	8 000

定义弹托、轮胎碎片和铝合金平板之间相互接触。铝合金密度为 2 768 kg/m^3,弹性模量为74 GPa,采用 Johnson-Cook 本构模型定义其本构,不考虑材料的应变率和温度效应,因此,Johnson-Cook 本构模型表达式可以简化为

$$\sigma = A + B\varepsilon_p^n \tag{6}$$

其中：σ 为等效应力；ε_p 为等效塑性应变；A、B 和 n 为待求参数。

通过 2024-T351 铝合金材料静态拉伸试验，获得材料的 Johnson-Cook 本构模型参数如表 3 所示。轮胎碎片密度为 1 076 kg/m^3，本构选用上一节拟合得到的 Ogden 模型。弹托采用 45 号材料卡，通过输入泡沫材料力学性能试验中获得的压缩和卸载应力-应变曲线（图 6），完成泡沫材料的本构定义。图 7 为构建的有限元模型。

表 3　2024-T351 铝合金 Johnson-Cook 模型参数

Tab. 3　Parameters of Johnson-Cook model for 2024-T351 aluminum alloy material

参数	A/MPa	B/MPa	n
数值	333.4	1 176	0.849 3

图 6　泡沫压缩和卸载试验应力-应变曲线

Fig. 6　Stress-strain curves of foam compression and unloading tests

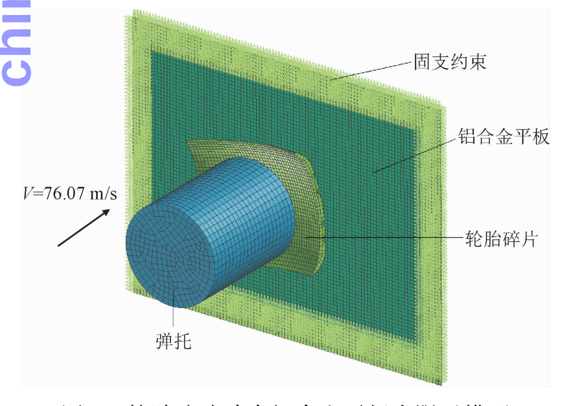


图 7　轮胎碎片冲击铝合金平板有限元模型

Fig. 7　Finite element model of aluminum alloy plate under tire debris impact

2.3　验证结果

图 8 给出了铝合金矩形平板冲击试验后的状态。平板最大法向位移测量值为 37 mm，位于碎片撞击中心处。有限元分析得到的铝合金平板法向位移云图如图 9 所示，最大法向位移为 35 mm，计算得到的平板变形形态以及最大法向位移和试验结果基本一致。

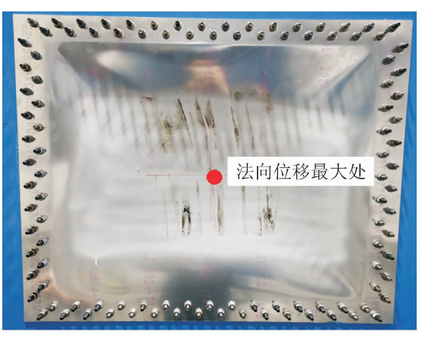


图 8　轮胎碎片冲击后铝合金平板变形图

Fig. 8　Diagram of the aluminum alloy plate deformation after tire debris impact

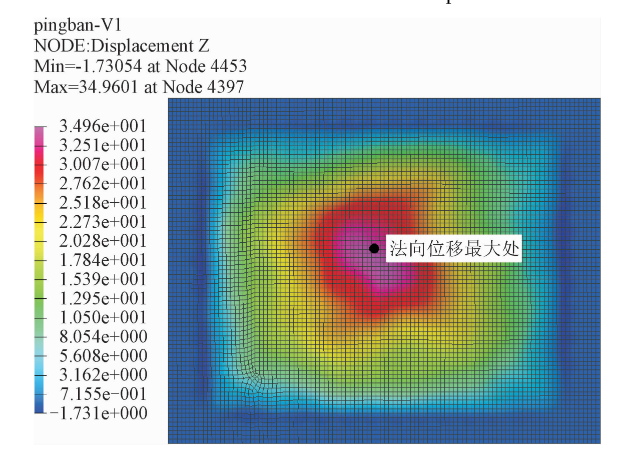


图 9　轮胎碎片冲击后铝合金平板法向位移云图

Fig. 9　Normal displacement contour of the aluminum alloy plate after tire debris impact

数值计算得到的测试点应变-时间曲线与试验结果对比如图 10 所示。3 个应变测试点的应变峰值与试验结果整体吻合较好，但分析均要高于试验值。分析其原因，主要是因为有限元建模时，对平板的四周进行了固支约束，和真实的四周螺栓连接试验状态相比，其约束刚度更高。在冲击载荷作用下，边界螺栓连接区域出现的微小损伤吸收了小部分的碎片冲击能量，因此测试点的应变测量值要低于计算值。#2 应变片的误差相对另外 2 个应变片要大一些，达到 7.8%，是因为#2 应变片更靠近撞击中心，结合高速摄像，碎片触板瞬间的姿态有小幅偏转，该撞击姿态误差对#2 应变片测量值影响更大。另外，测试点的应变测量值和计算值存在相位差，主要因为碎片试验件含有小部分帘线层结构，而分析模型中未构建帘线层。

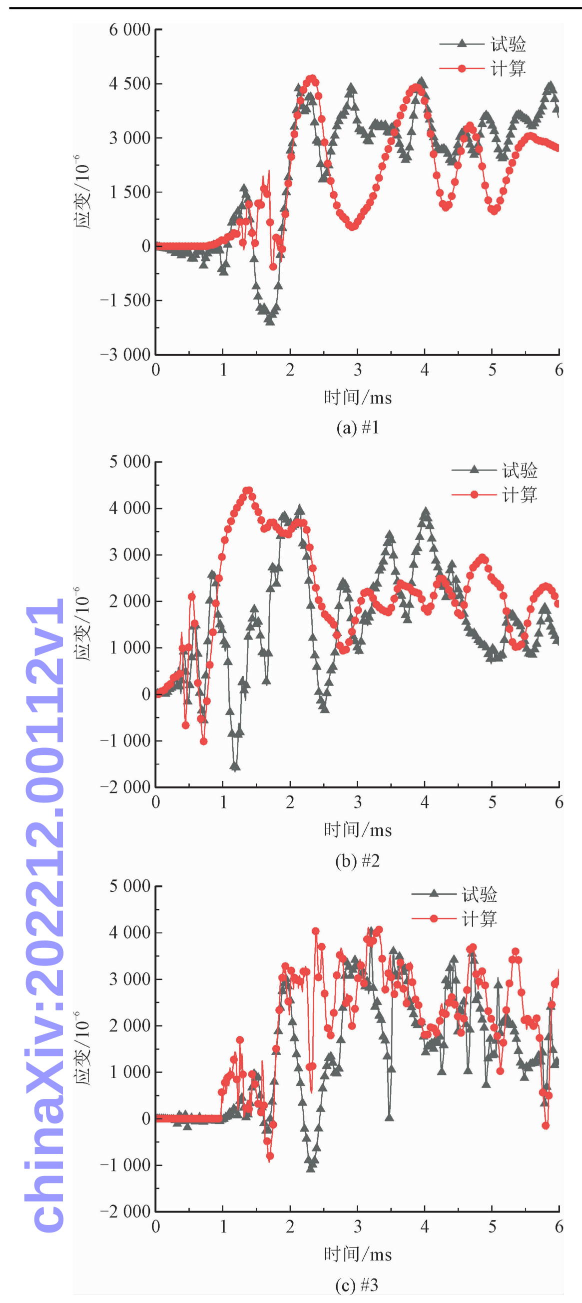


图10　试验与数值分析的应变-时间曲线对比

Fig. 10　Comparison of strain-time curves between test and numerical analysis

3　轮胎碎片冲击内襟翼数值模拟

3.1　内襟翼有限元模型

某型民用飞机襟翼位于机翼盒段后缘，由内襟翼、外襟翼组成，采用单缝富勒式构型。襟翼结构材料主要为铝合金和蜂窝。内、外襟翼均采用两处曲柄滑块运动机构支撑，每处机构处均有滑轮架耳片及摇臂与襟翼翼面相连。

内襟翼前缘、盒段及尾缘等主要部件采用Belytschko-Tsay壳单元模拟，蜂窝结构离散为体单元。铝合金材料采用Johnson-Cook本构模型，蜂窝材料采用41号材料卡定义。运动机构由小车、摇臂和作动器臂构成，均采用壳单元模拟，并设为刚体，紧固件采用带有失效定义的PLINK单元模拟。内襟翼与运动机构以及运动机构自身之间的连接采用KJOIN单元模拟。定义碎片和襟翼结构的接触以及襟翼子结构之间自接触。内襟翼结构完整的有限元模型如图11所示。

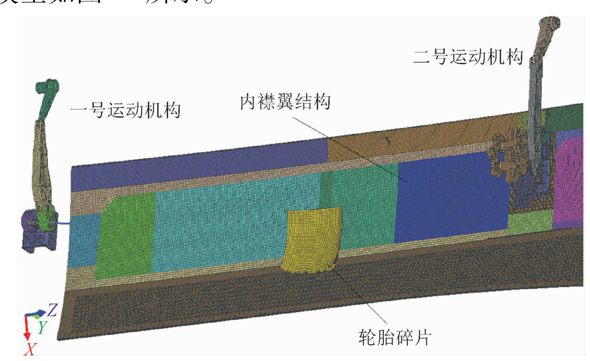


图11　轮胎碎片冲击内襟翼结构有限元模型

Fig. 11　Finite element model of inner flap under tire debris impact

二号运动机构和内襟翼结构之间通过接头耳片连接，小车与内襟翼连接耳片编号为#1，摇臂与内襟翼前接头连接耳片编号为#2，与后接头连接耳片编号为#3，对应示意图如图12所示，连接耳片局部坐标系如图13所示。

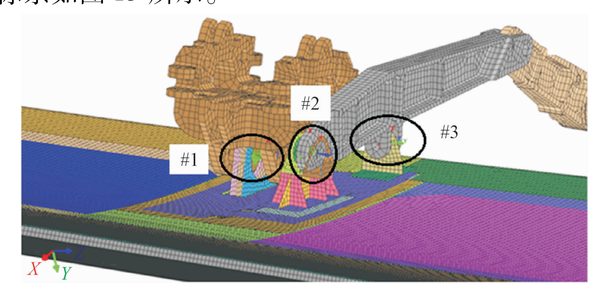


图12　内襟翼与二号运动机构连接耳片示意图

Fig. 12　Schematic diagram of connecting lugs between inner flap and No. 2 motion mechanism

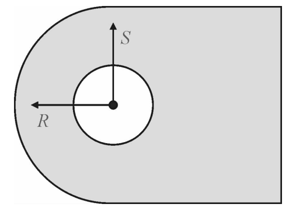


图13　二号运动机构连接耳片局部坐标系

Fig. 13　Local coordinate system for connecting lugs of No. 2 motion mechanism

边界条件的定义主要是要尽可能模拟内襟翼结构实际连接情况，因而保证小车沿滑轨平面可自由平动（图14中x方向），其他方向自由度均约束。

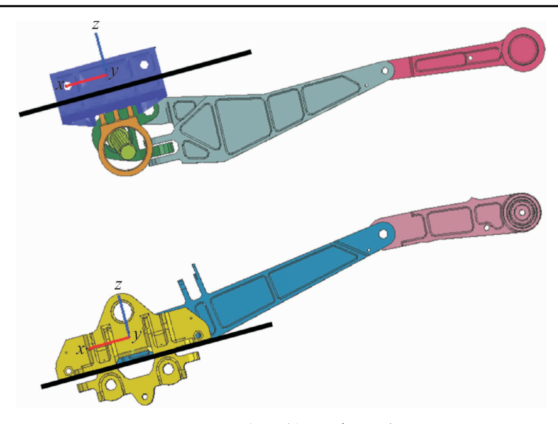


图 14　运动机构约束示意图

Fig. 14　Schematic diagram of constraint for the motion mechanism

3.2　计算工况

根据适航条款[15]，轮胎爆破碎片冲击失效模式适用于起落架放下状态。当飞机主起落架轮胎与地面接触时发生的爆破会抛射出轮胎碎片，对应尺寸为 $W_{SG}\times W_{SG}$，厚度为整个轮胎面厚度。抛射范围角度 θ 为 15°；碎片的速度与飞机轮胎的额定速度一致（不用考虑由于轮胎内部压力释放带来的额外速度增量），轮胎碎片示意图如图 15 所示。

结合轮胎碎片抛射角度确定对应内襟翼结构撞击区域及速度，轮胎碎片冲击速度为 93.7 m/s。参考工程算法[16]，对于轮胎碎片冲击而言，为了使碎片撞击结构期间撞击力最大，选择面-面撞击姿态。参照文献[9]可以发现轮胎碎片冲击角度为 90°时结构损伤更严重，综上，基于轮胎碎片速度方向确定内襟翼放下 19°为最严酷工况，从而基于此工况开展数值模拟工作。

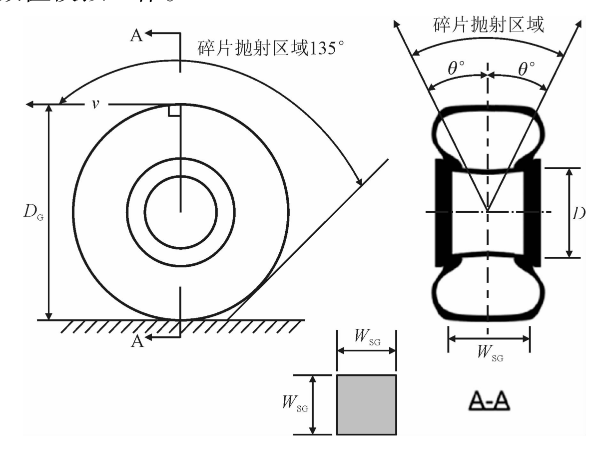
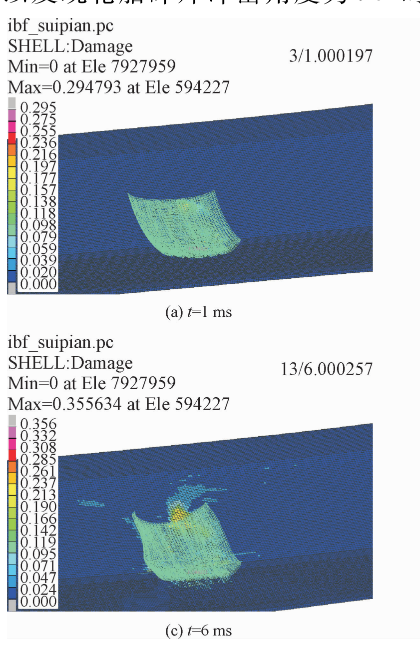


图 15　轮胎碎片及影响区域示意图

Fig. 15　Schematic diagram of tire debris and affected areas

3.3　结果分析

轮胎碎片冲击后的内襟翼下壁板结构损伤云图如图 16～19 所示。由图 16 可知：1 ms 时刻，轮胎碎片撞击到内襟翼下壁板瞬间出现大变形，同时下壁板开始出现损伤；2.5 ms 时刻，轮胎碎片变形至最大（完全展平），下壁板损伤范围进一步扩大，损伤值达到最大；6～10.5 ms，轮胎碎片开始出现回弹并逐渐远离下壁板。由图 17 可知，整个撞击过程碎片最大等效应力为 11 MPa。



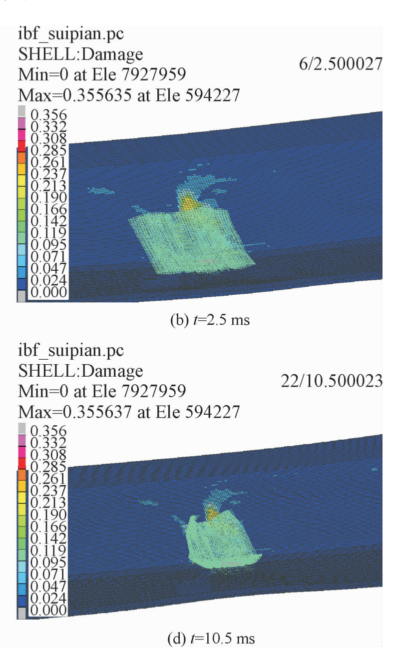


图 16　内襟翼下壁板损伤云图

Fig. 16　Damage contour of the inner flap lower panel

图 18 和图 19 给出了襟翼结构的损伤,内襟翼结构在轮胎碎片撞击过程中基本保持完整,仅下壁板受撞击区域内外层合板出现撕裂,内部蜂窝夹芯结构出现小区域破坏;主承载结构前后梁出现塑性变形,未出现破坏。上述损伤情况不影响内襟翼结构的整体承载能力,通过剩余强度评估可以证明内襟翼在这种损伤情况下,满足返航载荷要求。

图 20 给出了二号运动机构与内襟翼连接的#1、#2 和#3 耳片在轮胎碎片撞击过程中的载荷-时间曲线。通过对比载荷最大值和极限载荷后可知,3 个连接耳片在碎片撞击过程中均不会失效,即二号运动机构不会失效。

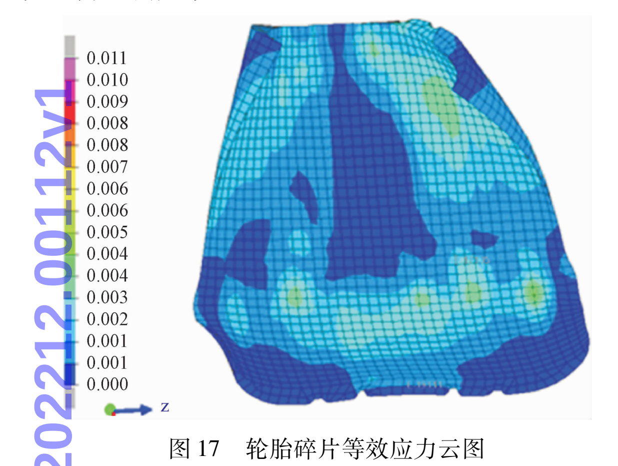


图 17 轮胎碎片等效应力云图

Fig. 17 Equivalent stress contour of tire debris

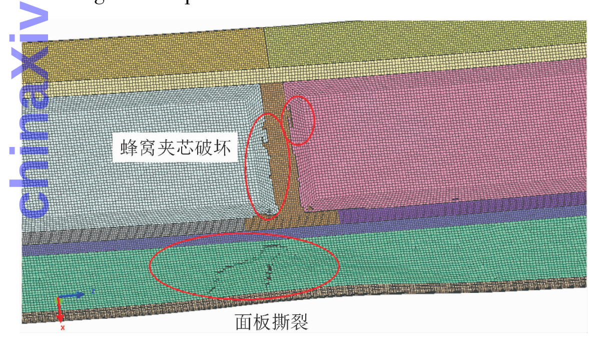


图 18 内襟翼下壁板蜂窝结构受撞击后损伤图

Fig. 18 Damage of honeycomb in the inner flap lower panel

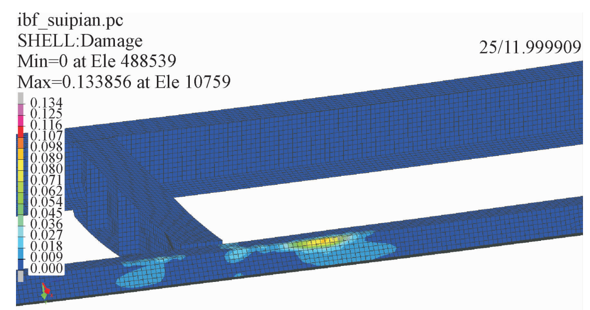


图 19 内襟翼前后梁损伤云图

Fig. 19 Damage contour of the front and rear spar

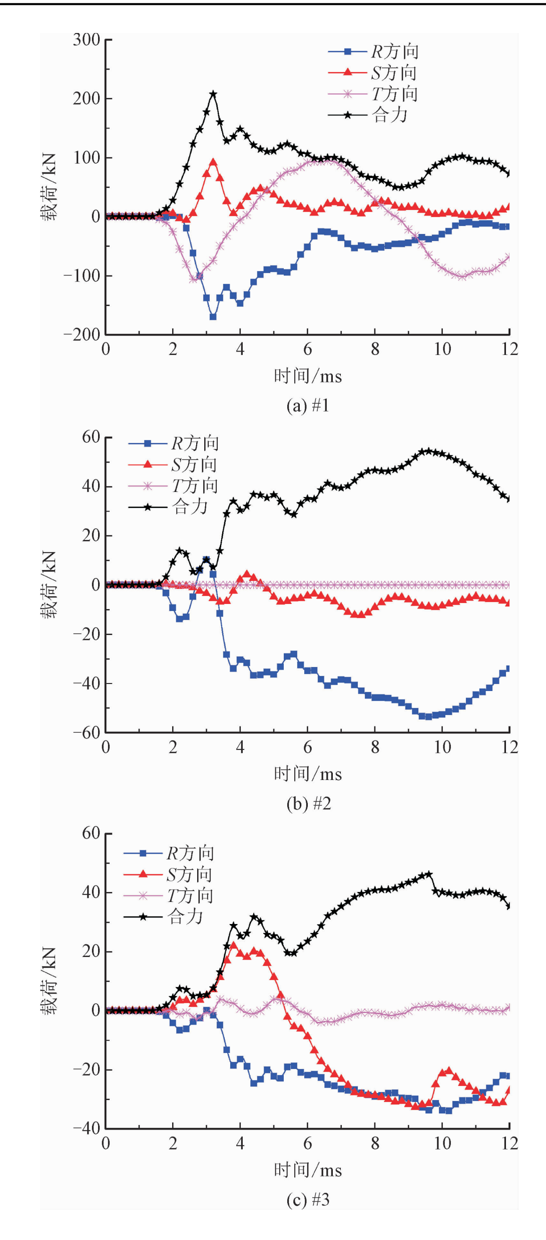


图 20 耳片载荷-时间曲线

Fig. 20 Load-time curves of connecting lugs

4 结 论

1)通过霍普金森拉杆试验,构建了轮胎橡胶材料的 Ogden 本构模型,以此作为输入,建立了铝合金矩形平板轮胎碎片冲击的有限元模型,数值模拟结果和试验结果较好的吻合性,表明采用的数值方法可用于飞机结构的轮胎碎片冲击数值模拟。

2)开展了大尺寸轮胎碎片冲击民机内襟翼结构的数值模拟,分析结果显示在最严酷工况下,内襟翼结构的二号运动机构不会失效,内襟翼结构的损伤不会影响飞机的安全返航要求,该结论可以有效地

支持该民机轮胎爆破适航符合性条款的验证。

参考文献：

[1] 张建敏. 飞机轮胎爆破模式浅析[J]. 力学季刊,2014,35(1):139-148.
ZHANG Jianmin. A brief study on damaging effects of aeroplane tire and wheel failures [J]. Chinese quarterly of mechanics,2014,35(1):139-148 (in Chinese).

[2] 谢孟凯,周昌明,范平. 轮胎爆破下飞机液压能源系统安全性分析方法[J]. 航空科学技术,2015,26(9):46-49.
XIE Mengkai,ZHOU Changming,FAN Ping. Aircraft hydraulic system safety analysis method for tire burst [J]. Aeronautical science & technology,2015,26(9):46-49 (in Chinese).

[3] 周易之,舒平. 起飞阶段冲偏出跑道事故预防分析[J]. 中国安全科学学报,2009,19(1):38-44.
ZHOU Yizhi,SHU Ping. Analysis on prevention of runway overrun/excursion accident during take off [J]. China safety science journal,2009,19(1):38-44(in Chinese).

[4] 朱日兴. 航空轮胎爆破适航审定技术分析[J]. 质量与可靠性,2021,2:36-39.
ZHU Rixing. Analysis on airworthiness certification technology of aircraft tyre blasting [J]. Quality and reliability,2021,2:36-39(in Chinese).

[5] 王佩艳,张建敏,岳珠峰,等. 航空轮胎爆破防护设计研究[J]. 力学季刊,2017,38(1):152-159.
WANG Peiyan, ZHANG Jianmin, YUE Zhufeng, et al. Study on protection design of aircraft tyre blowout [J]. Chinese quarterly of mechanics,2017,38(1):152-159(in Chinese).

[6] KARAGIOZOVA D,MINES R A W. Impact of aircraft rubber tyre fragments on aluminium alloy plates:II-Numericalsimulation using LS-DYNA [J]. International journal of impact engineering,2007,34:647-667.

[7] 张元卿,张仲桢. 民机燃油箱口盖耐轮胎碎片撞击分析及试验[J]. 飞机设计,2013,33(5):35-38.
ZHANG Yuanqing,ZHANG Zhongzhen. Civilian aircraft fuel tank access covers impact resistance by failed tire fragments characteristic analysis and test [J]. Aircraft design,2013,33(5):35-38(in Chinese).

[8] 姚世乐,岳珠峰,耿小亮,等. 铝合金薄板在轮胎碎片冲击作用下的动态响应分析[J]. 热加工工艺,2017,46(16):49-52.
YAO Shile, YUE Zhufeng, GENG Xiaoliang, et al. Dynamic response analysis of aluminum alloy thin plate under impact load by tire fragment [J]. Hot working technology,2017,46(16):49-52 (in Chinese).

[9] 姚世乐,岳珠峰,耿小亮,等. 基于大尺寸轮胎碎片冲击分析的航空铝合金选型研究[J]. 热加工工艺,2017,46(18):104-107.
YAO Shile,YUE Zhufeng,GENG Xiaoliang,et al. Study on Selection of Aviation aluminium alloy based on impact analysis of large size tire fragment [J]. Hot working technology,2017,46(18):104-107(in Chinese).

[10] 张帆,郑津洋,马利. 内压作用下的航空轮胎爆破碎片动力响应[J]. 航空学报,2017,38(8):139-148.
ZHANG Fan,ZHENG Jinyang,MA Li. Dynamic response of aircraft tire bursting debris under internal pressure [J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2017,38(8):139-148(in Chinese).

[11] MOONEY M. A theory of large elastic deformation[J]. Journal of applied physics,1940,11(9):582-592.

[12] OGDEN R W. Large deformation isotropic elasticity-on the correlation of theory and experiment for incompressible rubberlike solids [J]. Proceedings of the Royal Society A:Mathematical, physical and engineering sciences,1972,326(1567):565-584.

[13] YEOH O H. Some forms of the strain energy function for rubber [J]. Rubber chemistry and technology,1993,66(5):754-771.

[14] 王国权,刘萌,姚艳春,等. 不同本构模型对橡胶制品有限元法适应性研究[J]. 力学与实践,2013,4(35):40-47.
WANG Guoquan, LIU Meng, YAO Yanchun, et al. Application of different constitutie models in the nonlinear finite element method for rubber parts [J]. Mechanics in engineering,2013,4(35):40-47(in Chinese).

[15] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011.

[16]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册:第 9 册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

（编辑　黄崇亚　张璐）